

文章编号: 1000-8055(2010)09-2057-07

核心机派生涡扇发动机部件及整机匹配

欧阳辉¹, 朱之丽¹, 俞伯良²

- (1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;
2. 中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 以核心机与低压系统的部件及整机气动热力匹配关系为理论依据, 在全面考虑低压压缩系统与核心机压气机的匹配约束关系、核心机涡轮工作状态相应变化以及派生发动机内外涵整机匹配的多因素下, 建立了核心机派生涡扇发动机部件及整机气动热力循环匹配算法模型. 应用该模型, 进行了核心机派生涡扇发动机循环参数及性能趋势分析, 计算结果表明高低压和整机匹配约束直接影响核心机派生涡扇发动机循环参数和整机性能, 为核心机派生系列化涡扇发动机工程实践应用中所涉及的部件/整机参数匹配及性能预估提供分析和设计参考.

关 键 词: 核心机; 涡扇发动机; 低压系统; 发动机匹配; 派生
中图分类号: V235 13 **文献标识码:** A

Components and engine matching of core-derived turbofan

OUYANG Hui¹, ZHU Zhi-li¹, YU Bo-liang²

- (1. School of Jet Propulsion,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. China Gas Turbine Establishment,
Aviation Industry Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: The gas turbine core engine derivative model for turbofan serialization, which focused on thermodynamic cycle approach, was established based on components and engine matching between core engine and low-pressure system. The model took into account high-low system interaction, core turbine operation and inner-outer duct compatibility comprehensively, and then it was utilized to analyze derived turbofans' cycle and performance. The results show that the coupled low-high systems' constraints influence turbofan's performance and cycle parameters, providing engineering reference and design criteria for core-derived turbofan's matching and simulation.

Key words: core engine; turbofan; low-pressure system; engine matching; derivative

在一个成熟的核心机上匹配相应的低压系统, 可以派生出不同类型、推力或功率级别的航空发动机系列; 这种派生系列化发展方法能使同一核心机派生的发动机系列应用到军民多领域中, 有效解决飞机研制中的动力“瓶颈”问题^[1]. 同时, 核心机派生发展能够有效缩短发动机的研制周期, 降低成本和风险, 并促进航空发动机新材

料、新工艺等关键技术的发展和进步^[2-4]. 基于我国核心机技术和型号储备已有一定的基础, 核心机派生发展技术方法的研究已经成为一项亟待深入展开的课题. 本文以核心机与低压系统的部件及整机匹配关系为理论依据, 在全面考虑低压系统与核心机工作点可调下的匹配约束关系、核心机涡轮工作状态相应变化以及派生涡扇发动机内

收稿日期: 2009 08 03; 修订日期: 2009 12 01

作者简介: 欧阳辉(1983-), 男, 湖南郴州人, 博士生, 主要从事航空发动机总体性能优化设计工作.

外涵整机匹配的多重因素下,建立了核心机派生涡扇发动机部件/整机气动热力循环匹配算法模型,并以实际典型案例进行了模型校核.应用该算法模型,本文进行了核心机派生涡扇发动机循环参数及性能趋势分析,为核心机派生不同用途、推力级别涡扇发动机工程实践中所涉及的部件及整机参数匹配及整机性能预估提供重要的分析和设计参考.

1 核心机派生涡扇发动机匹配约束

在一定技术水平下基于成熟的核心机进行涡扇发动机系列化派生发展一般不对核心机进行较大的改动,在此基础上进行部件/整机匹配派生首先需要考虑以下约束:①低压系统内涵道与核心机流量平衡;②核心机压气机的增压比、效率和折合流量在工作点确定之后是固定的;③派生发动机涡轮前温度受到核心机流通能力的限制;④核心机作为燃气发生器,核心机涡轮出口的燃气在低压涡轮中膨胀做功驱动低压压缩系统工作,并要求内外涵总压平衡^[5](混排涡扇发动机)或出口速度匹配(分排涡扇发动机)^[6].国内外相关的文献在不同程序上都对以上核心机派生时的高低压部件及整机匹配关系有不同程度的论述^[7-10].

本文在以上约束的基础上,将核心机涡轮工作匹配点随高压压气机工作点移动时的相应变化这一约束关系也考虑进匹配模型中.因为在实际工程中,需要综合整机性能、核心机喘振裕度、结构强度和热强度等各方面的平衡折衷来确定核心机工作点,如图 1 所示,高压压气机工作点可以在

原工作线上不同的折合转速中选择(点 1),也可以在调整喘振裕度之后的核心机工作线上进行工作点选择(点 2).

随着如图 1 所示的核心机压气机工作点的移动,高压涡轮匹配工作点的膨胀比和效率参数存在着随之改变的可能性,这主要受到涡轮特性及以下约束关系式的影响

$$\pi_{th} = \text{const} \sqrt{\frac{T_{t4}}{T_{t23}}} \cdot W_{acor.23} \tag{1}$$

$$c_p g T_{t4} \left[1 - \frac{1}{\pi_{th}^{(\gamma_g - 1)/\gamma_g}} \right] \eta_{th} = c_p T_{t23} \left[\frac{\pi_{th}^{(\gamma_c - 1)/\gamma_c} - 1}{\eta_{th}} \right] \tag{2}$$

式(1)表示核心机涡轮导向器超临界工作流通能力不变以及涡轮与压气机流量平衡的约束,式(2)表示核心机压气机与涡轮匹配工作功平衡的约束.其中, const 表示由核心机几何决定的常数.由式(1)可知,当核心机压气机工作点位置确定了核心机增压比 π_{th} 、换算流量 $W_{acor.23}$ 和效率 η_{th} 之后,核心机增温比 T_{t4}/T_{t23} 就能确定,将其代入式(2),可得

$$f(\pi_{th}, \eta_{th}) = g(\pi_{th}, W_{acor.23}) \tag{3}$$

即核心机涡轮工作点膨胀比 π_{th} 和效率 η_{th} 的受到核心机工作点变化的影响,而且在核心机涡轮特性上, π_{th} 与 η_{th} 也是相互制约的.因此,核心机工作点的移动会可能会引起涡轮工作状态的相应变化.

以某型号小涵道比涡扇发动机核心机派生发展大涵道比涡扇发动机研究项目方案中的实际压气机为例(如图 1 所示),将核心机匹配工作点由原核心机设计点挪至在点 1 或点 2 的位置(点 1 改折合转速,点 2 改辅助线),所引起的涡轮工作状态相对应的变化如图 2 所示.

如图 2 所示,当匹配工作点选择在原核心机工作线上,但换算转速由原来的 99.1% 降至 96% 时(图 1 中的点 1),核心机涡轮工作状态的变化并不明显(图 2 中的点 1),可以认为涡轮膨胀比和效率基本不变,其特性图上 π_{th} 与 η_{th} 的相互制约并不对派生涡扇发动机总体方案产生大的影响.然而,当核心机压气机工作点选择在原换算转速线上,而此时辅助线位置由原设计点的 0.42 移动至 0.36 时(图 1 中的点 2),涡轮工作匹配工作状态点(图 2 中的点 2)的变化及 π_{th} 与 η_{th} 的相互制约因素会对派生涡扇发动机总体方案产生了不可忽略的影响,如表 1 所示.

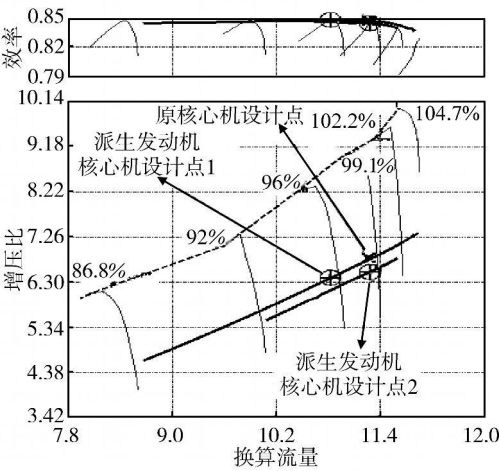


图 1 核心机压气机工作点选择方式
Fig. 1 Choice of core engine's working point in core compressor map

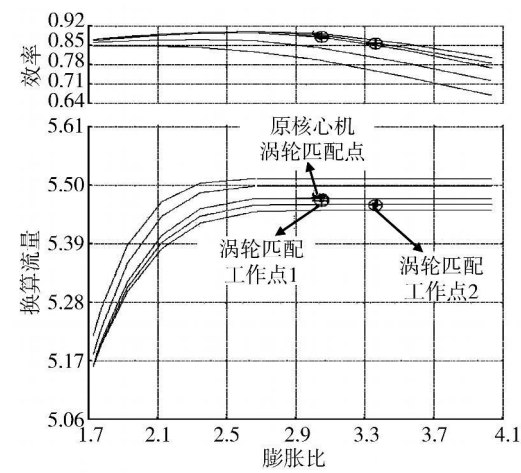


图 2 与压气机工作点对应的涡轮匹配点
Fig.2 Turbine's work points corresponding to the compressor

表 1 涡轮工作状态变化对派生方案的影响
Table 1 Influence of turbine's working status on derived turbofans' performance

涡扇发动机派生方案选择					
总增压比	风扇增压比	涡轮前温度/ K	核心机增压比	换算流量/ (kg/ s)	
20.7	1.6	1293	6.54	11.2	
派生方案匹配结果					
不考虑涡轮工作点变化的匹配方案	π_{th}	η_{th}	R_{pb}	推力/ daN	耗油率/ (L/ h)
	3.19	0.870	4.4	743	0.660
考虑涡轮变化匹配方案	3.31	0.847	4.3	729	0.673
偏差/ %	3.6	- 2.7	- 2.3	- 1.9	1.9

注: 国际标准大气, $H=12\text{ km}$, $Ma=0.75$, 核心机换算转速固定.

由表 1 可见, 在考虑核心机涡轮匹配工作状态点变化下 π_{th} 与 η_{th} 的相互制约时, 其派生涡扇发动机的总体性能比不考虑这一因素时的要低, 推力减小 1.9%, 耗油率增加 1.9%, 其原因是在涡轮工作状态点变化下, π_{th} 与 η_{th} 的相互影响使 π_{th} 增加 3.6%, η_{th} 减小 2.7%, 造成核心机出口燃气做功能力下降, 进而使涵道比在相同低压系统设计参数下减小, 推力下降, 耗油率增加; 这说明涡轮工作点随核心机匹配点的变化及涡轮特性

中膨胀比与效率的相互制约影响了派生发动机部件/ 整机匹配和总体性能.

2 涡扇发动机循环匹配模型及其校核

基于核心机派生涡扇发动机的部件/ 整机热力循环匹配约束条件, 需要综合考虑核心机工作点约束、低压系统与核心机压气机共同工作、高压涡轮流通能力限制及内外涵匹配, 同时, 核心机压气机工作点选择位置的移动对高压涡轮匹配工作状态点的变化、膨胀比与效率在涡轮特性上相互制约的因素也不可忽略. 基于此, 本文建立了核心机派生涡扇发动机匹配及性能算法, 其流程图如图 3 所示.

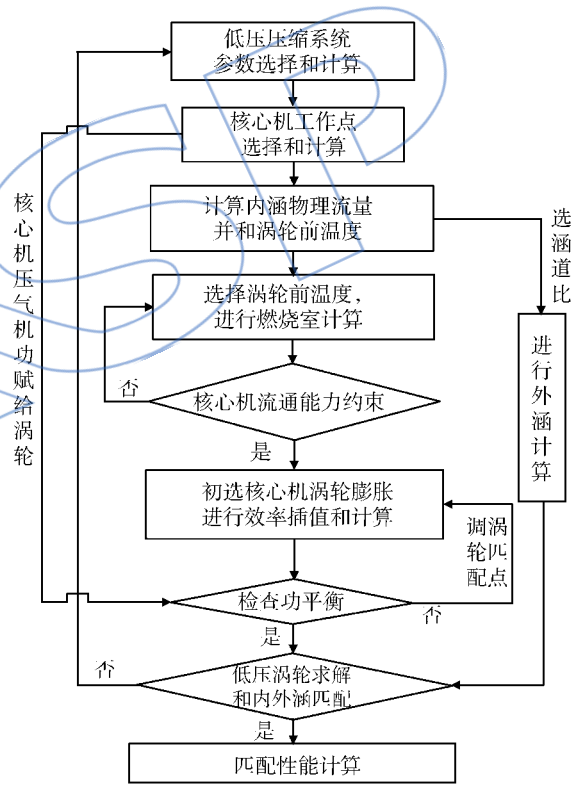


图 3 核心机派生涡扇发动机匹配算法流程
Fig.3 Scheme of core derived turbofan's matching model

在该计算流程中, 内涵高低压的流量平衡确定物理流量. 在核心机流通能力限制、高压压气机与高压涡轮功平衡约束以及内外涵匹配条件下, 计算流程需要进行三个不同方面的循环迭代, 直到每个约束条件都得到满足. 该模型是基于部件特性的变比热航空发动机部件气动热力计算模块为底层基类, 构建了面向对象的核心机派生涡扇

发动机部件/整机气动热力匹配与性能计算模型软件.

应用作者所开发的核心机派生涡扇发动机匹配及性能计算软件, 本文对某型中小涵道比涡扇发动机的核心机派生发展大涵道比涡扇发动机方案进行了案例校核. 原型发动机为双轴混排双级风扇小涵道比涡扇发动机, 在其核心机基础上派生发展的方案为单级大涵道比风扇带增压级的双轴分排涡扇发动机.

原型机设计方的匹配结果与本文派生模型软件匹配计算的结果对比如表 2 所示. 由该表中的数据结果对比可见, 本文所选择的核心机匹配点与原型机设计方所提出的方案基本一致, 同时低压系统设计参数也与原型机设计方方案相同, 在

这一前提下, 原型机设计方的匹配方案与本文派生模型软件匹配计算的结果相比, 核心机涡轮匹配点的膨胀比和效率最大偏差不超过 1.35%; 设计点匹配下来的循环参数和总体性能误差不超过 0.6%, 非设计点性能校核最大误差也仅为 3.14%; 同时, 本文在第 3 节“派生涡扇发动机循环趋势分析”中以国际上核心机派生最为成功的 CFM56 发动机系列为参考, 对核心机派生涡扇发动机高低压匹配、循环参数选择及派生方案总体性能所进行的趋势分析也与相关文献[11]数据基本符合; 这说明本文建立的核心机派生涡扇发动机部件/整机气动热力循环匹配模型计算准确度高, 具有使用可信度; 派生方案非设计点的性能预估中也具有工程实际应用中必要的精确度.

校核参数	设计点: $H = 12\text{ km}, Ma = 0.75$			非设计点: $H = 0\text{ km}, Ma = 0$		
	原型机设计方	本文	误差/ %	原型机设计方	本文	误差/ %
高压匹配点换算转速/(r/min)	16 075	16080	0.03	15995	15 880	- 0.72
整机物理流量/(kg/s)	46.5	46.3	- 0.43	126.3	127.8	1.19
涡轮前温度/ K	1372	1373	0.07	1 628	1 609	- 1.17
涵道比	4.36	4.36	0	4.87	5.00	2.67
总增压比	20.74	20.75	0.05	15.58	15.41	- 1.09
风扇增压比	1.70	1.71	0.59	1.52	1.50	- 1.32
推力/ N	8 635.7	8 670.1	0.40	39 264.5	40 496.7	3.14
耗油率/(L/h)	0.635	0.637	0.32	0.429	0.418	- 2.61

3 派生涡扇发动机循环趋势分析

3.1 匹配点固定时的高低压匹配循环分析

由高低压部件及整机匹配关系可知, 涡扇发动机派生方案循环参数选择和整机性能受到核心机工作点位置及低压系统参数的共同影响, 本文应用所开发的核心机派生涡扇发动机匹配及性能计算软件, 以国际上核心机派生最为成功的 CFM56 发动机系列的核心机设计参数为参考, 对核心机派生涡扇发动机高低压匹配、循环参数选择及派生方案总体性能趋势进行分析.

首先, 考虑在固定核心机工作点情况下, 核心机涡轮前温度和物理转速这两个与核心机强度可靠性最紧密相关的两个量与低压系统参数之间的关系. 如图 4 所示, 核心机压气机工作点固定时, 其涡轮前温度和物理转速会随低压系统增压比

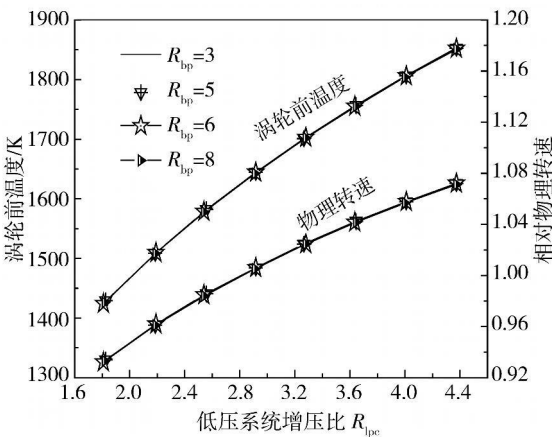


图 4 核心机工作点固定下低压增压比对循环参数的影响

Fig. 4 Influence of R_{bp} on cycle parameters when core engine's work point specified

R_{1pc} 的上升而增加, 与涵道比 R_{bp} (bypass ration) 没有关系, 核心机内涵道物理流量随低压系统参数变化的趋势也与图 4 中的曲线相同. 固定核心机高压匹配点下的派生涡扇发动机总体性能趋势如图 5 所示.

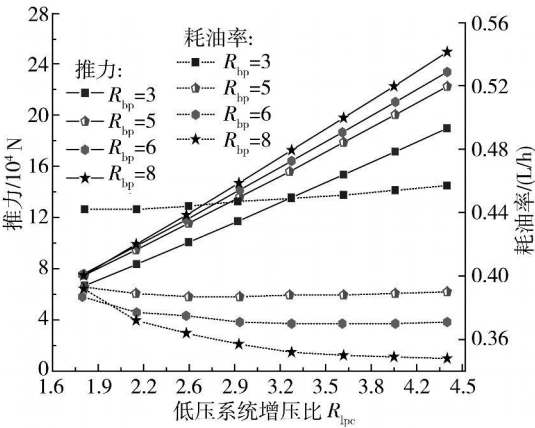


图 5 核心机工作点固定下派生性能趋势
Fig. 5 Derived turbofans' s performance trend when core engine' s work point specified

对于派生涡扇发动机(带增压级)而言,如图 5 所示,当核心机压气机工作点固定时,推力随低压系统增压比的增加而增加;在相同的低压系统增压比下,耗油率一般会随涵道比的增加而降低,但低压系统增压比过小时,所派生的大涵道比($R_{bp} = 8$)的发动机受到总增压比过低的制约,其耗油率与较小涵道比($R_{bp} = 5$)的涡扇发动机相比并不占优势,这是因为涵道比较大,而总增压比较小时,在内外涵总压或速度匹配约束下的风扇外涵的增压比就会很小,使外涵排气速度和推力过低.因此,对于一定增压比设计水平的核心机,在其固定的匹配工作点上,所派生的大涵道比涡扇发动机的耗油率优势需要通过匹配较高增压比的增压级来实现,如图 6 所示.

由图 6 可见,核心机派生大涵道比的涡扇发动机在总增压比越高时,低压系统增压比 R_{1pc} 要求更多地分配到增压级中去,而增压级由于受到转速和通道尺寸及质量的限制,实现更高的增压比要付出相当的代价,这并不可取,更好的方法是提高核心机匹配工作点,或提高核心机的增压比设计水平.国外新的大涵道比($R_{bp} = 10$)涡扇发动机,如 GE90 系列,其核心机增压比水平比就设计得要比 CFM56 系列高.此外,由图 6 也可以看见,对于核心机派生较小涵道比涡扇发动机来说,增压级负荷可以大大减轻,而核心机派生军用小

涵道比涡扇发动机的低压压缩系统就只有风扇部件.

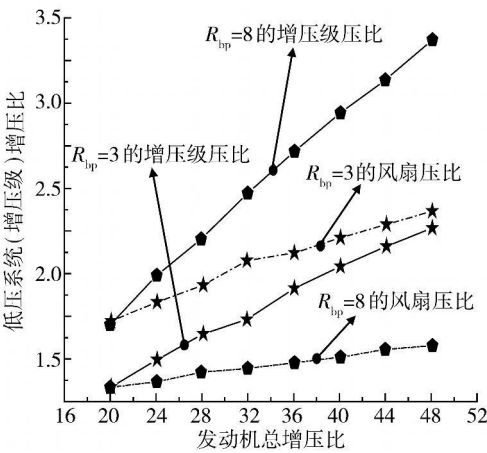


图 6 派生涡扇发动机低压系统增压比分配
Fig. 6 Distribution of R_{1pc} for the derived turbofans

3.2 匹配点移动时的高低压匹配分析

在前面一节中,介绍了核心机匹配工作点固定下的派生涡扇发动机循环分析,然而在实际的工程应用中,核心机派生往往需要综合考虑派生涡扇发动机总体性能、核心机喘振裕度、结构强度和热强度等各方面的因素,进行平衡折衷,来调整高压工作点,与相应的低压系统相匹配,选择最优的派生涡扇发动机方案.基于此,本节分析核心机工作点可调下的派生涡扇发动机高低压匹配约束和总体性能.

首先,基于本文图 1 中点 1 的核心机工作点选择方案,保证派生发动机核心机的工作点维持在核心机原工作线上,但在不同的高压压气机折合转速下匹配不同的增压比的低压压缩系统(为分析方便,选择相同的涵道比).对于这一核心机匹配点选择方式,由第 1 节“核心机派生涡扇发动机匹配约束”的分析可知,所匹配下来的高压涡轮工作点膨胀比和效率能基本保持不变.在以上条件下所派生的涡扇发动机推力、流量及核心机涡轮前温度的变化趋势如图 7 中的实线网状图所示.

由图 7 可见,在一定的核心机工作折合转速 N_{cor} 下,低压系统增压比 R_{1pc} 越高,则推力、物理流量、和涡轮前温度越高,且核心机匹配工作折合转速越高,这一趋势越为明显;不同折合转速和总增压比下所派生的发动机最大推力点出现在核心机工作线上折合转速最高、总增压比最高的点上.

然而,派生涡扇发动机整机物理流量与推力

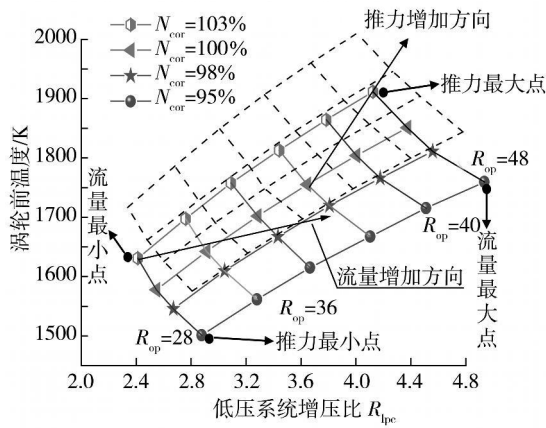


图 7 核心机匹配点移动下的派生涡扇循环分析
Fig. 7 Turbopan's cycle and performance trend when core engine's work point varying

变化的趋势却并不完全相同,推力的最大(最小)值与流量的最大(最小)值并不重合.在相同的派生涡扇发动机总增压比和涵道比下,所匹配的低压压缩系统增压比越高,低压系统出口的气流温度压力和压力均增加,为了满足图 7 中总增压比 R_{op} (overall pressure ratio) 恒定的约束线,高压压气机压比要求减小,这就对应核心机压气机共同工作线上折合转速较低的匹配点,所派生的结果虽然使核心机和整机的物理流量均增加,但涡轮前温度下降,低压涡轮出口气流压力下降和排气速度降低,推力因此而减小,这对综合考虑性能与尺寸下的发动机派生方案选择具有参考意义^[12].

此外,当通过对核心机出口,即低压涡轮导向器面积的调整,来调节核心机共同工作线时(假定核心机涡轮效率不随其工作点移动而变化),其高低压匹配和总体性能趋势相应发生变化;如图 7 中的虚线网状图所示,当核心机出口面积调小使核心机工作线往高压压气机喘振边界稍移动时,相同核心机折合转速和低压系统增压比匹配下的核心机压气机喘振裕度减小,涡轮前温度升高,虽然整机物理流量减小,但推力仍能增加.核心机出口面积调大使核心机工作线移动的涡扇发动机匹配派生趋势与此相反.

4 结 论

本文以核心机与低压系统的部件及整机气动热力匹配关系为理论依据,在全面考虑低压压缩系统与核心机压气机的气动匹配约束关系、核心机涡轮工作状态相应变化以及派生涡扇发动机内外涵整机匹配的多重因素下,建立了核心机派生

涡扇发动机部件及整机气动热力循环匹配算法模型软件,并以核心机派生涡扇发动机典型案例进行了模型校核,表明了该模型软件计算结果能正确反映涡扇发动机派生整机/部件匹配特点和整机性能.

应用该算法模型,本文进行了核心机派生涡扇发动机循环匹配及性能趋势分析,包括对核心机工作点固定情况下的派生涡扇发动机高低压参数匹配和总体性能趋势的研究,以及对核心机匹配工作点可调下的派生涡扇发动机高低压匹配和性能趋势的分析.计算结果表明高低压和整机匹配约束直接影响核心机派生涡扇发动机循环参数和整机性能.以上研究为核心机派生不同结构形式、不同涵道比涡扇发动机工程实践应用中所涉及的部件/整机参数匹配及性能预估提供重要的分析和设计参考.在此基础上,综合考虑核心机派生涡扇发动机尺寸质量及强度约束,针对飞机飞行任务需求进行派生发动机的总体方案优化设计是需要进一步深入展开的研究内容.

参考文献:

[1] 方昌德. 国外航空涡轮发动机核心机和验证机途径和实践[R]. 中国航空信息中心科技报告, HY93018, 1993.

[2] 吴大观. 关于先进核心机研制的几点意见[J]. 燃气涡轮试验与研究. 2003, 16(1): 5-6.

WU Daguan. Comments on advanced core engine development[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2003, 16(1): 5-6. (in Chinese)

[3] 江和甫, 黄顺洲, 周人治. “系列核心机及派生发展”的航空发动机发展思路[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004, 17(1): 1-5.

JIANG Hefu, HUANG Shunzhou, ZHOU Renzhi. Idea of aero engine development by core engine in series and derivation[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2004, 17(1): 1-5. (in Chinese)

[4] 尹泽勇, 曾源江, 石建成, 等. 涡轴(涡桨)/涡扇(涡喷)发动机通用核心机技术[J]. 航空动力学报, 2008, 23(11): 2088-2094.

YIN Zeyong, ZENG Yuanjiang, SHI Jiancheng, et al. Versatile core engine technology for turboshaft(turboprop)/turbopan(turbojet) engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(11): 2088-2094. (in Chinese)

[5] Sanghi V, Lakshmanan B K. Optimum mixing of core and bypass stream in a high bypass civil turbopan[R]. AIAA 2001-3618, 2001.

[6] 梁彩云, 张恩和, 李泳凡, 等. 大涵道比涡扇发动机总体性能设计技术研究[C] // 中国航空学会年大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会 2007 年学术年会论文集. 深圳: 中国航空学会动力专业分会, 2007.

[7] 唐海龙, 朱之丽, 罗安阳, 等. 以已有核心机为基础进行发动机系列发展的初步研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(5): 636-638.
TANG Hailong, ZHU Zhili, LUO Anyang, et al. A preliminary analysis of developing series of engines based on an existing core engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(5): 636-638. (in Chinese)

[8] Lehmann E A. The multiple application core engine; sizing and usage criteria[R]. AIAA 1979-1123, 1979.

[9] Egbert N F, McKain T F. Common core development approach for allison T406/AE family of turboshaft, turbo-prop, and turbofan engines[R]. AIAA 1994-2829, 1994.

[10] 欧阳辉, 朱之丽. 某涡喷发动机数值建模与改型设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(3): 311-314.
OUYANG Hui, ZHU Zhili. Modeling and retrofit of certain turbojet [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(3): 311-314. (in Chinese)

[11] 方昌德. 世界航空发动机手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1996.

[12] Egorov I N, Kretinin G V, Leshenks I A. The multicriteria optimization of the preliminary design of high bypass ratio turbofan engine[R]. AIAA 2000-0843, 2000.

